

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
16 octobre 2003 (16.10.2003)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 03/085366 A1

(51) Classification internationale des brevets⁷ : G01H 1/00,
11/06, B64C 27/02

(72) Inventeur; et

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR02/01630

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : FERRER,
Rogelio [FR/FR]; 6, rue du Temple, F-13012 Marseille
(FR).

(22) Date de dépôt international : 15 mai 2002 (15.05.2002)

(74) Mandataire : HAUER, Bernard; Cabinet Bonnetat, 29,
rue de St. Petersburg, F-75008 Paris (FR).

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
02/03312 18 mars 2002 (18.03.2002) FR

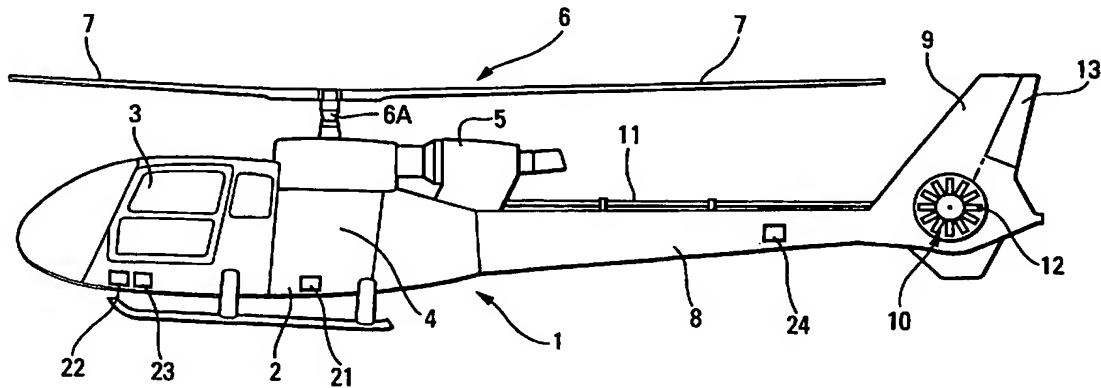
(81) États désignés (national) : AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ,
BA, BB, BG, BR, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ,
DE, DK, DM, DZ, EC, EE, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM,
HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KP, KR, KZ, LC, LK,
LR, LS, LT, LU, LV, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX,
MZ, NO, NZ, OM, PH, PL, PT, RO, RU, SD, SE, SG, SI,
SK, SL, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VN,
YU, ZA, ZM, ZW.

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : EU-
ROCOPTER [FR/FR]; Aéroport International Marseille-
Provence, F-13725 Marignane Cedex (FR).

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: METHOD AND DEVICE FOR DETECTING DEFECTS OF AT LEAST ONE ROTARY WING AIRCRAFT ROTOR

(54) Titre : PROCÉDE ET DISPOSITIF POUR DETECTER LES DEFAUTS D'AU MOINS UN ROTOR D'UN AERONEF A
VOILURE TOURNANTE



(57) Abstract: The invention concerns a method and a device for detecting defects in at least one rotor of a rotary wing aircraft, in particular of a helicopter, and for adjusting said rotor. The method is characterized in that it consists, in a preliminary step, in using a reference aircraft corresponding to a particular type of aircraft, whereof the rotor (6, 10) is defect-free and is adjusted such that the vibratory level is minimal, in performing a series of measurements on the aircraft (1) and deducing therefrom a neural network illustrating the relationships between accelerations representing vibrations, and setting defects and parameters. Then, in a subsequent step, for a particular aircraft (1) of said similar type, in performing measurements on said particular aircraft (1), based on said measurements and on the neural network, in detecting possible defects and determining the values of setting parameters, which enable the vibratory level of the aircraft (1) to be reduced to a minimum, and applying them to the rotor (6, 10).

(57) Abrégé : Procédé et dispositif pour détecter des défauts d'au moins un rotor d'un aéronef à voilure tournante, en particulier d'un hélicoptère, et pour régler ce rotor. Selon le procédé, dans une étape préliminaire, on utilise un aéronef de référence correspondant à un aéronef d'un type particulier, dont le rotor (6, 10) est sans défaut et est réglé de sorte que le niveau vibratoire est minimal, on fait une série de mesures sur l'aéronef (1) et on en déduit un réseau de neurones illustrant les relations entre des accélérations représentatives des vibrations, et des défauts

[Suite sur la page suivante]



(84) États désignés (régional) : brevet ARIPO (GH, GM, KE, LS, MW, MZ, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), brevet eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), brevet européen (AT, BE, CH, CY, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE, TR), brevet OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

et des paramètres de réglage. Puis, dans une étape ultérieure, pour un aéronef particulier (1) dudit même type, on fait des mesures sur cet aéronef particulier (1), à partir de ces mesures et du réseau de neurones, on détecte les éventuels défauts et on détermine les valeurs de paramètres de réglage, qui permettent de minimiser le niveau vibratoire de l'aéronef (1), que l'on applique au rotor (6, 10).

Procédé et dispositif pour détecter des défauts d'au moins un rotor d'un aéronef à voilure tournante.

La présente invention concerne un procédé pour détecter des défauts éventuels d'au moins un rotor d'un aéronef à voilure tournante, en particulier d'un hélicoptère, et pour régler ce rotor. Elle concerne également un dispositif pour déterminer des défauts et des valeurs de réglage de paramètres de réglage d'un tel rotor.

Dans le cadre de la présente invention, on entend :

- par détection de défauts du rotor, la détection de pièces défectueuses (par exemple et de façon non exhaustive un roulement, un amortisseur de traînée, un bord d'attaque de pale décollé, une bielle de pas ou toute autre pièce mécanique présentant un défaut, générateur d'une augmentation du niveau vibratoire du rotor) dudit rotor, l'élimination de ces défauts correspondant au remplacement des pièces défectueuses ; et
- par réglage du rotor, le réglage d'éléments particuliers du rotor (par exemple des masses ou des volets compensateurs qui sont montés sur les pales du rotor) qui ont pour objet de réduire et minimiser les vibrations d'au moins une partie (par exemple le poste de pilotage) d'un aéronef en voilure tournante.

De telles vibrations constituent un problème important qu'il s'agit de combattre, car ces vibrations provoquent :

- des contraintes alternées dans tout l'aéronef entraînant des phénomènes de fatigue et ayant donc une influence directe sur la sécurité ;
- des vibrations dans le fuselage, ce qui peut réduire la précision et l'efficacité d'appareils, en particulier des armes, qui sont montés sur ledit fuselage ; et
- des vibrations dans la cabine, ce qui est bien entendu très gênant pour le confort des pilotes et des passagers.

Par le document EP-O 377 666 (US-4 937 758), on connaît un système et un procédé pour minimiser les vibrations ou les contraintes au sein d'un appareil, tel qu'un hélicoptère, comprenant un rotor auquel des pales tournantes sont fixées. Ledit procédé comporte des étapes consistant à (et ledit dispositif comprend des moyens pour) :

- a) calculer les effets des ajustements mécaniques unitaires sur la force et le moment exercés par le rotor sur la structure du support. Chaque hélicoptère spécifique possède son propre fichier informatique, qui reste avec l'hélicoptère au cours de sa durée de vie. Ainsi, chaque hélicoptère avec numéro de série a sa propre base de données particulière (c'est-à-dire qui ne s'applique qu'à cet hélicoptère) contenant un profil vibratoire de l'hélicoptère au cours du temps, accompagné des informations descriptives relatives aux conditions de test en vol et aux actions de maintenance ;
- b) déterminer au moins trois composantes de force et au moins trois composantes de moment générées par le rotor ;
- c) détecter la position angulaire d'un arbre dudit rotor ;
- d) traiter les signaux représentant les composantes de force et de moment et les signaux représentant la position angulaire dudit arbre, afin de produire les coefficients de Fourier desdits forces et moments ;
- e) déterminer les ajustements mécaniques optimum du rotor destinés à minimiser les vibrations dans la structure du support du rotor, lesdits ajustements optimum étant déduits à partir desdits coefficients de Fourier de mouvements produits et à partir desdits effets calculés des ajustements mécaniques unitaires des pales ; et
- f) indiquer des ajustements aux pales en accord avec lesdits ajustements mécaniques optimum.

Le procédé de minimisation de vibrations, décrit dans ce document EP-O 377 666, présente notamment les caractéristiques suivantes :

- il ne s'applique, à chaque fois, qu'à un seul hélicoptère, pour lequel il est nécessaire de calculer tout d'abord les effets des ajustements mécaniques sur la force et le moment exercés par le rotor ;
- il nécessite l'obtention de forces et de moments qui sont dus, d'une part au rotor non réglé et, d'autre part, à chacun des différents ajustements. Ces forces et moments peuvent être déduits de mesures réalisées par des moyens de mesure tels que des accéléromètres ou des jauges de force fixées à la structure, dont on mesure les déformations ;
- il réalise une approximation en assimilant le fuselage de l'hélicoptère à un corps rigide présentant six degrés de liberté (alors que l'hélicoptère est en réalité un corps déformable qui est soumis à des excitations extérieures provenant notamment des rotors et de différents efforts aérodynamiques) et il cherche à corriger les mouvements dans l'espace de ce corps rigide ;
- pour pouvoir être mis en œuvre, il nécessite la connaissance de l'emplacement précis, dans la cabine de l'hélicoptère, desdits moyens de mesure (accéléromètres, jauges de force, ...) par rapport au centre de gravité de l'hélicoptère ; et
- pour calculer les ajustements mécaniques, il utilise un système linéaire usuel à coefficients d'influence.

Ce procédé (ou ce dispositif) connu présente plusieurs inconvénients importants :

A/ premièrement, en considérant l'hélicoptère comme un corps rigide et donc en essayant de minimiser les vibrations de sa structure sans tenir compte des déformations possibles de celle-ci, ledit procédé connu n'est pas en mesure de réaliser un réglage optimal du rotor ;

B/ deuxièmement, comme indiqué précédemment, on doit connaître de façon précise l'emplacement effectif des moyens de mesure par rapport au centre de gravité de l'hélicoptère.

Par conséquent, il ne doit pas y avoir d'erreur lors de l'agencement desdits moyens de mesure aux emplacements qui sont prévus à cet effet.

De plus, la position du centre de gravité de l'hélicoptère variant en fonction de son chargement, comme les emplacements des moyens de mesure sont prévus une fois pour toutes, toute variation ultérieure de la masse ou de la répartition de la masse dans l'hélicoptère entraîne forcément des erreurs dans la mise en œuvre du procédé et réduit ainsi la précision du réglage réalisé ; et

C/ surtout, troisièmement, ce document connu prévoit de régler un rotor d'hélicoptère dans le but de réduire les vibrations, sans tenir compte de défauts éventuels de ce rotor, c'est-à-dire sans vérifier si des pièces telles que des roulements ou des amortisseurs dudit rotor sont défectueuses et si elles sont, au moins en partie, à l'origine des vibrations à réduire.

On sait que, avec des défauts de ce type, l'intensité des vibrations dues aux défauts varie, généralement, en fonction de la vitesse de rotation du rotor. Par conséquent, en réglant un rotor qui présente au moins un tel défaut, sans tenir compte de ce défaut, en mettant en œuvre le procédé divulgué par le document EP-O 377 666, on arrive certes à réduire le plus souvent les vibrations pour la vitesse de rotation prise en compte lors de ce réglage, mais on ne minimise pas les vibrations pour toutes les vitesses de rotation. Au contraire, le réglage peut même avoir un effet opposé, c'est-à-dire entraîner une augmentation des vibrations, dans certaines conditions pour d'autres vitesses de rotation.

Par ailleurs, il peut arriver que les vibrations dues à un défaut du rotor soient si importantes qu'il devient impossible d'identifier la matrice d'influence permettant de mettre en œuvre le procédé précité.

Par conséquent, lorsque des défauts existent sur le rotor, la solution préconisée par le document EP-O 377 666 n'est généralement pas applicable, car :

- il n'est en général pas possible de diminuer les niveaux vibratoires dans tout le domaine de vol pour garantir un confort satisfaisant ; et/ou
- il est souvent très difficile et parfois impossible d'identifier la matrice d'influence nécessaire à la mise en œuvre dudit procédé.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un procédé pour au moins détecter, de façon simple et efficace, des défauts éventuels d'au moins un rotor d'un aéronef à voilure tournante, de manière à pouvoir annuler ou tout au moins minimiser les vibrations (dus à de tels défauts) d'au moins une partie dudit aéronef.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que :

I – dans une étape préliminaire, dans laquelle on utilise un aéronef de référence correspondant à un aéronef à voilure tournante dudit type particulier, dont le rotor est sans défaut et est réglé selon un réglage de référence, pour lequel le niveau vibratoire d'au moins une partie dudit aéronef est minimal :

a) on fait au moins une première série de mesures sur ledit aéronef de référence, en mesurant, lors d'un fonctionnement particulier dudit aéronef de référence, les valeurs d'au moins deux accélérations qui sont mesurées à des endroits quelconques de ladite partie de l'aéronef de référence et qui sont représentatives de vibrations engendrées au niveau de ladite partie de l'aéronef de référence :

α) d'une part, avec le rotor de l'aéronef de référence qui est sans défaut et qui est réglé selon ledit réglage de référence ; et

β) d'autre part, en introduisant des défauts dans ledit rotor ; et

b) à partir de cette première série de mesures d'accélération et en considérant que l'aéronef est un corps déformable, on détermine un réseau de neurones qui illustre les relations entre lesdites accélérations et au moins lesdits défauts ; et

5 II – dans une étape ultérieure, pour au moins détecter les défauts éventuels du rotor d'un aéronef à voilure tournante particulier dudit type d'aéronef :

a) on fait une deuxième série de mesures sur ledit aéronef particulier, en mesurant les valeurs d'au moins certaines desdites accélérations
10 au niveau de ladite partie de l'aéronef lors d'un fonctionnement particulier dudit aéronef ; et

b) à partir de cette deuxième série de mesures d'accélération et du réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détecte les défauts éventuels dudit rotor.

15 Ainsi, grâce à l'invention, on peut détecter de façon précise les défauts (c'est-à-dire les pièces défectueuses) du rotor. L'élimination de ces défauts (c'est-à-dire le remplacement des pièces défectueuses) permet alors de réduire, et éventuellement de minimiser voire même d'annuler, les vibrations de ladite partie (cabine, ...) de l'aéronef. Comme pièces du rotor
20 susceptibles d'être défectueuses, on peut notamment citer les roulements du mât et les amortisseurs de traînée des pales.

En plus de détecter des défauts, le procédé conforme à la présente invention permet également de régler de façon simple et efficace ledit rotor, pour minimiser (voire annuler) toutes les vibrations de ladite partie de
25 l'aéronef.

A cet effet, ledit procédé tel que précité est remarquable, selon l'invention, en ce que :

I – dans l'étape préliminaire :

a) on fait ladite première série de mesures sur ledit aéronef de référence, en mesurant, lors du fonctionnement particulier dudit aéronef de référence, les valeurs desdites accélérations qui sont représentatives de vibrations engendrées au niveau de ladite partie de l'aéronef de référence, en plus desdites situations α) et β), dans une situation γ) dans laquelle on fait varier les valeurs de réglage d'une pluralité de paramètres de réglage dudit rotor ; et

b) à partir de cette première série de mesures d'accélérations, on détermine ledit réseau de neurones qui illustre les relations entre, d'une part, lesdites accélérations et, d'autre part, lesdits défauts et lesdits paramètres de réglage ; et

II – dans l'étape ultérieure, qui est destinée de plus à régler le rotor de l'aéronef à voilure tournante particulier dudit type d'aéronef, après lesdites opérations a) et b) :

c) à partir de cette deuxième série de mesures d'accélérations et du réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détermine les valeurs de réglage d'au moins certains desdits paramètres de réglage, qui permettent de minimiser le niveau vibratoire de ladite partie de l'aéronef ; et

d) on applique au rotor dudit aéronef les valeurs de réglage ainsi déterminées pour lesdits paramètres de réglage.

Ainsi, grâce à l'invention, on peut régler de façon précise les paramètres de réglage précisés ci-dessous du rotor de manière à réduire les vibrations au niveau d'au moins une partie de l'aéronef, en particulier dans la cabine, mais également sur la poutre de queue ou le fuselage par exemple.

De plus, grâce à l'invention, la mise en œuvre du procédé nécessite un nombre réduit de fonctionnements d'essai, en particulier de vols d'essai, au moyen d'un aéronef de référence qui est sans défaut et qui est

prérégulé par des moyens connus et usuels et qui est du type particulier considéré, pour déterminer ledit réseau de neurones qui sera utilisé lors de réglages ultérieurs. Ce réseau de neurones peut être utilisé pour analyser le rotor de tout aéronef du même type que l'aéronef de référence.

5 Pour bien mettre en évidence les caractéristiques et les avantages du procédé conforme à la présente invention, on précise à présent les différences les plus importantes entre ce procédé et le procédé précité décrit dans le document EP-O 377 666 :

- 10 – le procédé conforme à l'invention permet, à la différence du procédé connu précité, de détecter les défauts éventuels du rotor avant de réaliser un réglage, ce qui permet d'obtenir un réglage optimal ;
- la présente invention considère que l'aéronef est un corps déformable et non pas un corps rigide à six degrés de liberté, ce qui, d'une part, permet de prendre en compte les déformations de la structure qui sont très
15 importantes dans la réponse vibratoire de l'aéronef et, d'autre part, ne rend pas nécessaire l'utilisation de six moyens de mesure ;
- les mesures d'au moins deux accélérations sont suffisantes pour mettre en œuvre la présente invention. De plus, il n'est pas nécessaire de connaître l'emplacement des accéléromètres qui réalisent ces mesures,
20 alors que ledit procédé connu utilise six moyens de mesure, dont l'emplacement doit être connu avec précision par rapport au centre de gravité de l'hélicoptère, ce qui entraîne les inconvénients précités ;
- le procédé conforme à la présente invention traite directement les accélérations mesurées. En revanche, ledit procédé connu calcule tout
25 d'abord, à partir des mesures réalisées par des accéléromètres ou des jauges de force, les forces et les moments exercés par le rotor, avant de traiter ensuite ces forces et ces moments ;
- le procédé conforme à l'invention utilise un réseau de neurones qui définit des relations non linéaires et qui est adaptable, comme précisé ci-

dessous, alors que ledit procédé connu utilise simplement une matrice d'influence usuelle qui définit bien entendu uniquement des relations linéaires ; et

- ledit réseau de neurones qui est déterminé une fois pour toutes dans l'étape préliminaire I peut être utilisé ultérieurement pour détecter les défauts d'un rotor et régler le rotor de tout aéronef du même type que l'aéronef utilisé dans cette étape préliminaire I. En revanche, les matrices d'influence utilisées par ledit procédé connu doivent être déterminées préalablement pour chaque hélicoptère particulier, dont on veut régler le rotor, ce qui est notamment long et fastidieux.

Dans un mode de réalisation préféré, entre les étapes II/b) et II/c), on élimine les défauts qui ont été détectés le cas échéant à l'étape II/b) et on réalise une nouvelle deuxième série de mesures qui sera utilisée dans l'étape II/c) pour déterminer les paramètres de réglage, c'est-à-dire qu'on élimine les défauts (on remplace les pièces défectueuses) après les avoir déterminés, et avant de refaire des mesures pour déterminer ensuite les paramètres de réglage. Cette étape intermédiaire n'est pas toujours nécessaire. Toutefois, elle permet d'augmenter l'efficacité du réglage en réalisant ce dernier sur un aéronef avec un rotor sans défaut (c'est-à-dire sans pièce défectueuse).

En outre, avantageusement, des éléments de réglage définissant lesdits paramètres de réglage comportent au moins les éléments suivants du rotor de l'aéronef :

- au moins une masse d'équilibrage préférentiellement au niveau du manchon de chacune des pales du rotor ;
- une bielle sur chacune des pales du rotor, à l'exception d'une pale qui représente une pale de référence ; et
- au moins un volet compensateur sur le bord de fuite de chacune des pales du rotor.

Par ailleurs, dans un premier mode de réalisation destiné à un rotor d'avance et de sustentation d'un aéronef à voilure tournante, on réalise, à ladite étape I/a), ladite première série de mesures au cours au moins des vols d'essai suivants :

- 5 – un vol de référence avec le rotor réglé selon ledit réglage de référence ;
- des vols avec des défauts volontairement introduits et connus du rotor ;
- un vol avec un premier dérèglement particulier d'au moins une masse d'équilibrage d'une pale ;
- un vol avec un deuxième dérèglement particulier d'au moins une bielle
- 10 d'une pale, en ayant supprimé ledit premier dérèglement ; et
- un vol avec un troisième dérèglement particulier d'au moins un volet compensateur qui est prévu sur le bord de fuite d'une pale, en ayant supprimé ledit deuxième dérèglement.

Dans ce cas, avantageusement, au moins l'un desdits vols d'essai

15 réalisés à l'étape I/a) et desdits vols de mesure réalisés à l'étape II/a) comporte les configurations suivantes, au cours desquelles on réalise des mesures :

- une configuration de vol stationnaire ;
- une configuration de vol à environ 50 m/s, c'est-à-dire à environ 100
- 20 nœuds ;
- une configuration de vol à la puissance maximale continue ; et
- un essai au sol avec le rotor qui tourne.

De plus, pour un rotor d'avance et de sustentation d'un aéronef à voilure tournante, ladite partie de l'aéronef au niveau de laquelle on mesure les valeurs desdites accélérations est la cabine de l'aéronef. En revanche, pour un rotor de queue anticouple d'un aéronef à voilure tournante, ladite partie de l'aéronef au niveau de laquelle on mesure les valeurs desdites accélérations est la poutre de queue de l'aéronef.

25

Dans un second mode de réalisation, pour un rotor de queue d'un aéronef à voilure tournante, on réalise au moins l'une desdites première et deuxième séries de mesures, avec l'aéronef au sol et le rotor de queue en fonctionnement.

5 Par ailleurs, avantageusement, à l'étape I/b), on tient compte des hypothèses supplémentaires suivantes pour déterminer ledit réseau de neurones :

- le rotor est non isotrope ;
- les relations entre, d'une part, les défauts et les paramètres de réglage et, d'autre part, les valeurs des accélérations, sont linéaires ; et
- 10 – le niveau vibratoire existant en un point particulier de l'aéronef (qui est supposé déformable) correspond à la somme des vibrations élémentaires engendrées audit point particulier et provoquées par les défauts et le dérèglement desdits paramètres de réglage.

15 En outre, de préférence, on détermine à l'étape II/c) la valeur de réglage α d'un paramètre de réglage, en minimisant l'expression suivante :

$$|R(\alpha) + \gamma|^2$$

dans laquelle :

- R est la fonction de transfert correspondante dudit réseau de mesures ;
- 20 et
- γ est un vecteur contenant le niveau vibratoire représentatif des mesures réalisées à l'étape II/a).

Par ailleurs, selon l'invention, à l'étape II/c), on peut de plus :

- visualiser les valeurs de réglage que l'on vient de déterminer, en particulier à partir d'un écran usuel ; et/ou
- 25 – enregistrer ces valeurs sur un support d'enregistrement usuel pour pouvoir les utiliser ultérieurement, notamment pour prédire les futurs niveaux ; et/ou

- afficher les valeurs des accélérations prédites par le réseau de neurones après les réglages.

On peut faire de même à l'étape II/b), pour les défauts du rotor.

Par ailleurs, on peut prévoir selon l'invention une phase de recalage, pour tenir compte des spécificités propres à un aéronef donné, pour laquelle :

a) on fait une troisième série de mesures, au cours de laquelle on fait varier uniquement les valeurs de réglage de certains desdits paramètres de réglage ; et

b) on ajuste ledit réseau de neurones à partir de ladite troisième série de mesures, pour les relations correspondantes qui sont relatives aux paramètres de réglage pour lesquels on a fait varier les valeurs de réglage.

La présente invention concerne également un dispositif pour détecter des défauts et déterminer des valeurs de réglage de paramètres de réglage d'un rotor d'un aéronef à voilure tournante.

Selon l'invention, ledit dispositif est remarquable en ce qu'il comporte :

- un calculateur qui est susceptible de déterminer automatiquement lesdits défauts et lesdites valeurs de réglage, de la manière indiquée précédemment, à partir d'un réseau de neurones et de valeurs de mesure d'une deuxième série de mesures ;
- un moyen d'interface entre ledit dispositif et un opérateur, qui permet à ce dernier d'entrer lesdites valeurs de mesure de ladite deuxième série de mesures dans ledit calculateur ; et
- un moyen d'indication pour indiquer audit opérateur les défauts et les valeurs de réglage déterminées par ledit calculateur.

De plus, avantageusement, ledit calculateur est susceptible de déterminer ledit réseau de neurones à partir de valeurs de mesure d'une première série de mesures, et ledit moyen d'interface permet de plus, au-

dit opérateur, d'entrer dans ledit calculateur lesdites valeurs de mesure de ladite première série de mesures.

Par ailleurs, ledit dispositif peut comporter de plus une mémoire pour enregistrer ledit réseau de neurones.

5 Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 montre schématiquement un aéronef à voilure tournante, auquel on applique la présente invention.

10 La figure 2 est le schéma synoptique d'un dispositif conforme à l'invention pour détecter les défauts (pièces défectueuses) et déterminer les valeurs de réglage (paramètres de réglage) d'au moins un rotor d'un aéronef à voilure tournante.

15 La figure 3 illustre schématiquement et partiellement une pale de rotor qui est munie d'éléments de réglage conformes à l'invention.

L'aéronef à voilure tournante, en l'occurrence un hélicoptère 1, représenté sur la figure 1, et auquel on applique la présente invention comporte de façon usuelle un fuselage 2, dans la partie avant duquel est disposée la cabine de pilotage 3. La partie intermédiaire 4 dudit fuselage
20 comporte un groupe moteur 5 qui est susceptible d'entraîner en rotation un rotor principal d'avance et de sustentation 6, composé de pales 7. Le fuselage est prolongé vers l'arrière par une poutre de queue 8, à l'extrémité libre de laquelle est disposée une dérive 9 munie d'un volet 13. Par ailleurs, à l'extrémité arrière de la poutre de queue 8, par exemple à la
25 base de la dérive 9, est prévu un rotor de queue anticouple 10 à pas variable, entraîné en rotation à partir du groupe moteur 5 par l'intermédiaire d'un arbre rotatif 11 et comportant des pales 12. De préférence, ledit rotor anticouple 10 est caréné, la carène étant constituée par la base de la dérive 9.

La présente invention concerne un procédé pour détecter des défauts d'au moins l'un des rotors 6 et 10 de l'hélicoptère 1 et pour régler ce rotor 6 et 10 dans le but d'obtenir un faible niveau vibratoire en 1 Ω notamment, Ω étant le régime du rotor 6, selon les trois directions de l'hélicoptère 1 (axial, latéral, et vertical) afin d'assurer un confort optimal et une sécurité de fonctionnement maximale. Ce réglage est effectué systématiquement après la fabrication et donc avant le premier vol de l'hélicoptère 1, ainsi qu'après toute opération de maintenance d'un rotor 6, 10. Il peut aussi s'effectuer à tout moment, si on le désire ou si le fonctionnement du rotor 6, 10 le nécessite.

Pour ce faire, le procédé conforme à l'invention présente au moins :

- une étape préliminaire ou "étape d'apprentissage" I ; et
- au moins une étape ultérieure II d'élimination des défauts, et éventuellement de réglage effectif.

Dans le cadre de la présente invention, un défaut du rotor 6, 10 correspond à un état défectueux (qui est notamment source de vibrations) d'une pièce dudit rotor, en particulier d'un amortisseur de traînée d'une pale 7 ou d'un roulement du mât 6A du rotor 6.

Selon l'invention, dans ladite étape préliminaire, dans laquelle on utilise (exclusivement) un hélicoptère de référence correspondant à un hélicoptère du type particulier (Ecureuil, Puma, ...) considéré pour le réglage, dont le rotor 6, 10 est sans défaut (aucune pièce défectueuse) et est réglé selon un réglage de référence, pour lequel le niveau vibratoire d'au moins une partie (cabine 3, poutre de queue 8, ...) dudit hélicoptère 1 est minimal :

- a) on fait au moins une première série de mesures sur ledit hélicoptère de référence, en mesurant, lors d'un fonctionnement particulier dudit hélicoptère de référence 1, les valeurs d'au moins deux accélérations qui

sont mesurées à des endroits quelconques de ladite partie 3, 8 de l'hélicoptère de référence et qui sont représentatives de vibrations engendrées au niveau de ladite partie de l'hélicoptère de référence :

α) avec le rotor 6, 10 de l'hélicoptère de référence 1 qui est réglé selon
5 ledit réglage de référence ;

β) en introduisant des défauts dans ledit rotor 6, 10 ; et

γ) en variant les valeurs de réglage d'une pluralité de paramètres de réglage dudit rotor ; et

10 b) à partir de cette première série de mesures d'accélération, et en considérant que l'hélicoptère 1 est un corps déformable (c'est-à-dire non rigide ou présentant une certaine souplesse), on détermine un réseau de neurones précisé ci-dessous, qui illustre les relations entre, d'une part, lesdites accélérations et, d'autre part, lesdits défauts et lesdits paramètres de réglage.

15 De plus, selon l'invention, dans une étape ultérieure II, pour détecter d'éventuels défauts et pour régler le rotor d'un hélicoptère 1 particulier quelconque dudit type (Ecureuil, Puma, ...) :

20 a) on fait une deuxième série de mesures sur ledit hélicoptère particulier 1, dont le rotor 6, 10 doit être réglé, en mesurant les valeurs d'au moins certaines desdites accélérations au niveau de la partie précitée (cabine, ...) de cet hélicoptère particulier 1, lors d'un fonctionnement particulier dudit hélicoptère particulier. On utilise, de préférence, parmi les accélérations mesurées lors de ladite première série de mesures, celles qui sont les plus sensibles ;

25 b) à partir de ladite deuxième série de mesures d'accélérations et du réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détecte les défauts éventuels dudit rotor ;

c) à partir de cette deuxième série de mesures et du réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détermine les valeurs de réglage d'au moins

certaines desdits paramètres de réglage, qui permettent de minimiser le niveau vibratoire de ladite partie de cet hélicoptère ; et

d) on applique au rotor 6, 10 dudit hélicoptère 1 les valeurs de réglage ainsi déterminées pour lesdits paramètres de réglage.

5 L'hélicoptère 1 représenté sur la figure 1 peut être un hélicoptère de référence ou un hélicoptère à régler. Pour des simplifications de la description, on se réfèrera à la figure 1 pour les deux cas.

On rappellera qu'un réseau de neurones est composé, de façon usuelle, d'un ensemble d'éléments opérant en parallèle et tels que, pour
10 des entrées données, les sorties de l'ensemble soient caractérisées par le réseau. Ces éléments s'inspirent des systèmes nerveux biologiques. Comme dans le cas de neurones biologiques, les fonctions du réseau sont fortement déterminées par les liaisons entre éléments. Il est ainsi possible de faire "apprendre" un réseau de neurones de telle sorte qu'il puisse
15 accomplir une fonctionnalité particulière en ajustant les valeurs des liaisons (qu'on appelle des poids) entre les éléments. Cet "apprentissage" est fait ou ajusté pour que, à une entrée donnée, le réseau délivre une sortie bien spécifique. En ce qui concerne les réseaux de neurones, on se réfèrera par exemple à un article intitulé "Learning representation by back propagation errors" de D. Rumhart, G. Hinton et R. Williams, qui est paru
20 dans la publication "Nature", 1996, volume 323, pages 533 à 536.

Comme indiqué précédemment, l'apprentissage peut se faire en une seule fois pour un type donné d'hélicoptère, lors de ladite phase préliminaire d'apprentissage. Pour cela, on procède à une modification maîtrisée des défauts et des paramètres de réglage du rotor et on détermine la
25 réponse de l'hélicoptère à cette modification. Les relations entre, d'une part, les défauts et les variations des paramètres de réglage au niveau du rotor et, d'autre part, les vibrations en différents points de l'hélicoptère, sont alors établies. Ces relations, traduites mathématiquement par le ré-

seau de neurones, sont les relations de base pour un type donné d'hélicoptère (Ecureuil, ...). Elles sont utilisées ensuite, si besoin, pour minimiser les vibrations du fuselage (1Ω , 2Ω) en autant de points que désirés, selon les trois axes, et ceci en un ou deux vols uniquement.

5 En faisant varier tour à tour chacun des paramètres de réglage précisés ci-dessous du rotor (ainsi que les défauts) et en enregistrant les différences de vibrations (accélérations) par rapport à la référence en plusieurs points judicieusement choisis de ladite partie de l'hélicoptère, en particulier de la cabine, on obtient donc le réseau R. Celui-ci donne, pour
10 chaque configuration de fonctionnement et pour chaque harmonique (obtenue par transformée de Fourier), les relations entre chaque point de mesure, et chaque paramètre de réglage et chaque défaut.

 Le réseau de neurones (spécifique d'un type d'hélicoptère 1) est de type "feed-forward" constitué de N_{ce} cellules d'entrées ($N_{ce} = N_p$ paramètres de réglage $\times N_b$ défauts $\times b$ pales), sans biais, possédant comme
15 fonction d'activation la fonction identité. La couche de sortie est formée de N_{cs} cellules ($N_{cs} = N_a$ accéléromètres $\times C$ configurations de vol $\times H$ harmoniques pour la partie réelle et la partie imaginaire de chaque point) ayant aussi comme fonction d'activation la fonction identité, et toujours
20 sans biais.

 Selon l'invention, chaque défaut qui doit être recherché par la suite est tout d'abord identifié. En prenant l'exemple d'un amortisseur de traînée des pales, on réalise donc les opérations suivantes :

- un amortisseur, présentant le défaut qu'il faudra détecter (s'il existe)
25 sur les autres hélicoptères, est installé sur l'hélicoptère de référence ;
- au sol avec le rotor tournant, ou éventuellement en vol si l'état de l'amortisseur le permet, on enregistre les vibrations liées à ce défaut et on établit la signature du défaut en termes d'amplitude et de phase, que l'on différencie du signal type de référence sans défaut. Il constitue en

quelque sorte l'algorithme d'apprentissage que l'on va faire apprendre au réseau de neurones. Ainsi, on disposera d'un réseau de neurones spécialisé qui saura reconnaître un tel défaut ; et

- en exploitation, la signature des défauts détectés sera reconnue par le réseau de neurones, selon des critères adaptés, parmi ceux d'une liste de défauts préétablis, et ceci en raison d'amplitudes ou de déphasages particuliers de signaux issus de détecteurs (accéléromètres, ...).

L'étape préliminaire d'apprentissage I utilise un algorithme usuel de minimisation par la méthode du gradient conjugué.

Ledit réseau de neurones est calculé automatiquement par un calculateur 15, par exemple un micro-ordinateur, qui fait partie d'un dispositif 16 conforme à l'invention, représenté schématiquement sur la figure 2 et comportant de plus :

- un moyen d'interface 17, par exemple un clavier, qui est relié par une liaison 18 au calculateur 15 et qui permet à un opérateur d'entrer des données dans ledit calculateur 15, et notamment les valeurs de mesure desdites premières et deuxième séries de mesures ; et
- un moyen d'indication 19, par exemple un écran de visualisation ou un moyen d'indication sonore, qui est relié par une liaison 20 au calculateur 15 et qui permet d'indiquer à l'opérateur les résultats des traitements réalisés par le calculateur 15, et en particulier les valeurs de réglage des paramètres de réglage.

Ainsi, grâce à l'invention, on peut détecter les défauts et régler de façon précise les paramètres de réglage précisés ci-dessous du rotor 6, 10 de manière à réduire les vibrations au niveau d'au moins une partie de l'hélicoptère 1, en particulier dans la cabine 3, mais également sur la poutre de queue 8 ou le fuselage 2 par exemple.

On notera que le calculateur 15 peut travailler dans le domaine fréquentiel en représentation de Fourier, mais également dans le domaine temporel.

Bien entendu, la présente invention peut être utilisée pour unique-
5 ment déterminer les défauts [étape ultérieure II précitée : uniquement opérations a) et b)] d'un rotor 6, 10, sans forcément réaliser le réglage de ce dernier [étape ultérieure II précitée : opérations c) et d) non réalisées].

Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré, entre les étapes II/b) et II/c), on élimine les défauts qui ont été détectés à l'étape II/b) et
10 on réalise une nouvelle série de mesures qui sera utilisée dans l'étape II/c) pour déterminer les paramètres de réglage, c'est-à-dire qu'on élimine les défauts (on remplace les pièces défectueuses, par exemple un amortisseur de traînée d'une pale 7, qui présente une chute de raideur ou d'amortissement) après les avoir déterminés, et avant de refaire des mesures pour
15 déterminer ensuite les paramètres de réglage. Cette étape intermédiaire n'est pas toujours nécessaire. Toutefois, elle permet d'augmenter l'efficacité du réglage en réalisant ce dernier sur un aéronef comportant un rotor (à régler) sans défaut.

De plus, grâce à l'invention, la mise en œuvre du procédé nécessite un nombre réduit de fonctionnements d'essai, en particulier de vols
20 d'essai, comme on le verra plus en détail ci-dessous, au moyen d'un hélicoptère de référence qui est préréglé par des moyens connus et usuels et qui est d'un type particulier, pour déterminer ledit réseau de neurones qui sera utilisé lors de réglages ultérieurs. Ce réseau de neurones peut être
25 utilisé pour régler le rotor 6, 10 de tout hélicoptère 1 (y compris de l'hélicoptère qui avait été utilisé comme hélicoptère de référence) qui est du même type que l'hélicoptère de référence.

De façon avantageuse, en particulier pour régler le rotor principal 6, ladite pluralité d'accéléérations, dont on mesure les valeurs à l'aide d'ac-

celéromètres usuels (dont on a représenté schématiquement certains 21, 22, 23 et 24 sur la figure 1), peuvent comporter, à titre d'exemple non limitatif, au moins certaines des accélérations suivantes de la cabine de pilotage 3 de l'hélicoptère :

- 5 – les accélérations longitudinale, latérale et verticale au niveau du plancher de la cabine 3, sensiblement à l'aplomb du mât 6A du rotor principal 6 d'avance et de sustentation dudit hélicoptère 1, l'une desdites accélérations étant susceptible d'être mesurée par l'accéléromètre 21 ;
- l'accélération verticale au poste du pilote ; et
- 10 – les accélérations latérale et verticale au poste du copilote, mesurées par les accéléromètres 22 et 23.

On rappellera que, dans le cadre de la présente invention, il n'est pas nécessaire que les accéléromètres soient agencés à des emplacements particuliers connus avec précision. Toutefois, il peut être intéressant
15 d'agencer au moins certains de ces accéléromètres au niveau de ventres de vibration du plancher de l'hélicoptère 1.

En outre, pour régler le rotor de queue 10, on mesure notamment des accélérations de la poutre de queue 8 portant ce rotor 10, par exemple à l'aide de l'accéléromètre 24.

20 Selon l'invention, pour régler le rotor 6, les éléments de réglage qui définissent lesdits paramètres de réglage comportent au moins les éléments usuels suivants (associés à chacune des pales 7 du rotor 6 de l'hélicoptère 1) :

- 25 – des masses d'équilibrage 25 qui sont prévues de préférence au niveau du manchon 26 de chacune des pales 7 du rotor 6 et qui permettent de minimiser le balourd du rotor, en déplaçant le centre de gravité selon l'envergure de l'ensemble pale/manchon/partie de moyeu correspondante ;

– une bielle 27 qui peut être allongée ou raccourcie sur chacune des pales 7 du rotor 6, à l'exception d'une pale qui représente une pale de référence. On sait qu'en allongeant la bielle 27, on augmente le pas de la pale et donc la portance, et qu'en raccourcissant la bielle 27, on réduit la portance ; et

– des volets compensateurs 28 (connus sous la dénomination "tab" dans le domaine aéronautique) qui sont prévus sur le bord de fuite 29 de chacune des pales 7 du rotor 6 et qui permettent de compenser des écarts de portance entre les pales 7.

Par ailleurs, selon l'invention, à l'étape I/b), on tient compte des hypothèses supplémentaires suivantes pour déterminer ledit réseau de neurones :

- le rotor 6, 10 est considéré comme non isotrope ;
- l'hélicoptère 1 est supposé être un corps déformable, pour les deux premiers harmoniques de la fréquence de rotation du rotor 6, 10 ;
- les relations entre, d'une part, les défauts et les paramètres de réglage et, d'autre part, les valeurs des accélérations, sont non linéaires ; et
- le niveau vibratoire existant en un point particulier de l'hélicoptère 1 est supposé correspondre à la somme des vibrations élémentaires engendrées audit point particulier et provoquées par les défauts et le dérèglement desdits paramètres de réglage.

Par ailleurs, dans un premier mode de réalisation destiné à régler le rotor 6 d'avance et de sustentation de l'hélicoptère 1, on réalise, à ladite étape I/a), ladite première série de mesures au cours au moins des vols d'essai suivants :

- un vol de référence avec le rotor 6 réglé selon ledit réglage de référence (qui permet une minimisation du niveau vibratoire) ;
- des vols avec des défauts choisis du rotor 6 ;

- un vol avec un dérèglement particulier d'au moins une masse d'équilibrage 25 qui est prévue, de préférence, au niveau du manchon 26 d'une pale 7 ;
- un vol avec un dérèglement particulier d'au moins une bielle 27 d'une pale 7 ; et
- un vol avec un dérèglement particulier d'au moins un volet compensateur 28 qui est prévu sur le bord de fuite 29 d'une pale 7.

Dans ce cas, avantageusement, au moins l'un desdits vols d'essai réalisés à l'étape I/a) et desdits vols de mesure réalisés à l'étape II/a) comporte les configurations suivantes, au cours desquelles on réalise des mesures :

- une configuration de vol stationnaire ;
- une configuration de vol à environ 50 m/s, c'est-à-dire à environ 100 nœuds ;
- une configuration de vol à la puissance maximale continue ; et
- un essai au sol avec le rotor qui tourne.

On notera que pour le vol avec des défauts, le nombre de configurations peut être réduit.

Dans ce cas (réglage du rotor 6), de plus, la mise en œuvre de l'étape II/b) précitée du procédé conforme à l'invention comprend les opérations suivantes :

A1/ Traitement des fichiers

La position de référence du rotor étant différente sur chaque hélicoptère 1, il est nécessaire de recalibrer les mesures afin de conserver une origine identique. Soit α l'angle (pris positif dans le sens de rotation) entre la position de référence du rotor et la pale de référence, alors :

$$\varphi'_{c,s,h} = \varphi_{c,s,h} - h\alpha$$

où φ' et φ sont respectivement la phase du niveau vibratoire avant et après recalage, c représente l'une d'une pluralité (par exemple qua-

tre) de configurations de vol, a représente l'un d'une pluralité (par exemple sept) d'accéléromètres et h représente l'un d'une pluralité (par exemple trois) d'harmoniques. Les phases seront transformées (de degrés) en radians. Les données sont ensuite transformées d'une écriture trigonométrique en une écriture complexe (parties réelle et imaginaire).

B1/ Identification des défauts éventuels du rotor 6.

C1/ Calcul des valeurs de réglage

L'hélicoptère 1 possède un réseau de neurones R, caractérisé par ses poids de connexion. Soit γ le vecteur des vibrations mesurées sur l'hélicoptère 1 possédant un mauvais réglage du rotor 6, alors le vecteur α correspondant aux paramètres optimaux minimise la relation suivante :

$$F(\alpha) = \|R(\alpha) + \gamma\|^2$$

Il est nécessaire de calculer le gradient B de la fonction F par rapport à α :

$$B = \frac{\partial F}{\partial \alpha} = \frac{\partial \|R(\alpha) + \gamma\|^2}{\partial \alpha}$$

On pose α_i , la valeur de α à une itération i.

Pour une itération i, la mise à jour du vecteur des paramètres de réglage s'écrit :

$$\alpha_i = \alpha(i-1) + N.B_i, \text{ avec } N \text{ le pas de descente.}$$

Les itérations sont répétées tant que la fonction F est supérieure à un certain seuil (seuil à déterminer lors de la conception).

D1/ Pondération

Afin de réaliser un réglage optimal par rapport à l'utilisation et au comportement de l'hélicoptère 1, il est nécessaire d'introduire une

pondération de la fonction F citée ci-dessus. Il doit être possible de réaliser la pondération selon :

- les configurations de vol,
- les accéléromètres,
- les harmoniques.

La fonction F s'écrit alors :

$$F(\alpha) = \sum_c \lambda_c \sum_a \lambda_a \sum_h \gamma_h \|R_{c,a,h}(\alpha) + \gamma_{c,a,h}\|^2$$

où $R_{c,a,h}(\alpha)$ est la cellule de sortie correspondant à l'harmonique h de l'accéléromètre a de la configuration c .

Par ailleurs, pour régler le rotor de queue 10 d'un hélicoptère 1, on réalise à ladite étape I/a) ladite première série de mesures, et à ladite étape II/a) ladite deuxième série de mesures, avec l'hélicoptère 1 au sol et le rotor de queue 10 en fonctionnement.

Dans ce cas, la mise en œuvre de l'étape II/b) précitée du procédé conforme à l'invention comprend les opérations suivantes :

A2/ Traitement des fichiers

La position de référence du rotor étant différente sur chaque hélicoptère 1, il est nécessaire de recalcr les mesures afin de conserver une origine identique. Soit α l'angle (pris positif dans le sens de rotation) entre la position de référence et la pale de référence, alors :

$$\varphi'_a = \varphi_a - \alpha$$

où φ' et φ sont respectivement la phase du niveau vibratoire avant et après recalage, $a = 1-2$ représente l'accéléromètre. Les phases seront transformées de degrés en radians. Les données sont ensuite transformées d'une écriture trigonométrie en une écriture complexe (parties réelle et imaginaire).

B2 / Identification des défauts éventuels du rotor 10.

C2/ Calcul des valeurs de réglage

L'algorithme de réglage est identique à l'algorithme de réglage du rotor principal 6 (opération C1 précitée).

D2/ Pondération

5 Afin de réaliser un réglage optimal par rapport à l'utilisation et au comportement de l'hélicoptère 1, il est nécessaire d'introduire une pondération de la fonction F. Il doit être possible de pondérer suivant les accéléromètres.

La fonction F s'écrit alors :

10
$$F(\alpha) = \sum_a \lambda_a \|R_a(\alpha) + \gamma_a\|^2$$

où $R_a(\alpha)$ est la cellule de sortie correspondant à l'accéléromètre a.

En plus de pouvoir être visualisées par le moyen 19, les valeurs de réglage des paramètres de réglage, déterminées par le calculateur 15, peuvent également être enregistrées dans une mémoire 30 qui est reliée par une liaison 31 audit calculateur 15, et être utilisées ultérieurement, par exemple pour faire des comparaisons.

Dans le cadre de la présente invention, on peut également réaliser ultérieurement une phase de recalage, pour laquelle :

20 a) on fait une troisième série de mesures, au cours de laquelle on fait varier uniquement les valeurs de réglage de certains desdits paramètres de réglage ; et

b) on ajuste ledit réseau de neurones à partir de ladite troisième série de mesures, pour les relations correspondantes qui sont relatives aux paramètres de réglage pour lesquels on a fait varier les valeurs de réglage.

25 Par conséquent, le procédé conforme à l'invention présente, de plus, les avantages suivants :

– les réglages à appliquer sont calculés en une seule étape ;

- ces réglages sont obtenus à partir d'un ou de deux vols, ce qui entraîne une immobilisation limitée de l'hélicoptère 1 ; et
- il est auto-adaptatif, c'est-à-dire qu'on peut adapter le réseau de neurones sans vols spécifiques supplémentaires (en utilisant les vols courants de mise au point de l'hélicoptère), de telle sorte que ledit réseau représente au mieux le comportement du nouvel hélicoptère.

REVENDICATIONS

1. Procédé pour au moins détecter des défauts éventuels d'au moins un rotor (6, 10) d'un aéronef à voilure tournante (1) d'un type particulier d'aéronef à voilure tournante, un défaut correspondant à un état défectueux d'une pièce du rotor (6, 10),
5 caractérisé en ce que :

I – dans une étape préliminaire, dans laquelle on utilise un aéronef de référence correspondant à un aéronef à voilure tournante (1) dudit type particulier, dont le rotor (6, 10) est sans défaut et est réglé selon un réglage de référence, pour lequel le niveau vibratoire d'au moins une
10 partie (3, 8) dudit aéronef (1) est minimal :

a) on fait au moins une première série de mesures sur ledit aéronef de référence (1), en mesurant, lors d'un fonctionnement particulier dudit aéronef de référence, les valeurs d'au moins deux accélérations qui sont mesurées à des endroits quelconques de ladite partie (3, 8)
15 de l'aéronef de référence et qui sont représentatives de vibrations engendrées au niveau de ladite partie (3, 8) de l'aéronef de référence :

α) d'une part, avec le rotor (6, 10) de l'aéronef de référence (1) qui est sans défaut et qui est réglé selon ledit réglage de référence ;
20 et

β) d'autre part, en introduisant des défauts dans ledit rotor (6, 10) ;
et

b) à partir de cette première série de mesures d'accélérations et en considérant que l'aéronef (1) est un corps déformable, on détermine
25 un réseau de neurones qui illustre les relations entre lesdites accélérations et au moins lesdits défauts ; et

II – dans une étape ultérieure, pour au moins détecter les défauts éventuels du rotor (6, 10) d'un aéronef à voilure tournante particulier (1) dudit type d'aéronef :

a) on fait une deuxième série de mesures sur ledit aéronef particulier (1), en mesurant les valeurs d'au moins certaines desdites accélérations au niveau de ladite partie (3, 8) de l'aéronef lors d'un fonctionnement particulier dudit aéronef ; et

b) à partir de cette deuxième série de mesures d'accélérations et du réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détecte les défauts éventuels dudit rotor (6, 10).

2. Procédé selon la revendication 1, pour de plus régler au moins un rotor (6, 10) d'un aéronef à voilure tournante (1) dudit type particulier d'aéronef à voilure tournante, caractérisé en ce que :

I – dans l'étape préliminaire :

a) on fait ladite première série de mesures sur ledit aéronef de référence (1), en mesurant, lors du fonctionnement particulier dudit aéronef de référence, les valeurs desdites accélérations qui sont représentatives de vibrations engendrées au niveau de ladite partie (3, 8) de l'aéronef de référence, en plus desdites situations α) et β), dans une situation γ) dans laquelle on fait varier les valeurs de réglage d'une pluralité de paramètres de réglage dudit rotor (6, 10) ; et

b) à partir de cette première série de mesures d'accélérations, on détermine ledit réseau de neurones qui illustre les relations entre, d'une part, lesdites accélérations et, d'autre part, lesdits défauts et lesdits paramètres de réglage ; et

II – dans l'étape ultérieure, qui est destinée de plus à régler le rotor (6, 10) de l'aéronef à voilure tournante particulier (1) dudit type d'aéronef, après lesdites opérations a) et b) :

c) à partir de cette deuxième série de mesures d'accéléérations et du
réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détermine les valeurs de réglage d'au moins certains desdits paramètres de réglage, qui permettent de minimiser le niveau vibratoire de ladite partie (3, 8) de l'aéronef (1) ; et

d) on applique au rotor (6, 10) dudit aéronef (1) les valeurs de réglage ainsi déterminées pour lesdits paramètres de réglage.

3. Procédé selon la revendication 2,

caractérisé en ce que, entre les étapes II/b) et II/c), on élimine les défauts qui ont été détectés, le cas échéant, à l'étape II/b) et on réalise une nouvelle deuxième série de mesures qui sera utilisée dans l'étape II/c) pour déterminer les paramètres de réglage.

4. Procédé selon l'une des revendications 2 et 3,

caractérisé en ce que des éléments de réglage définissant lesdits paramètres de réglage comportent au moins les éléments suivants (25, 27, 28) du rotor (6) de l'aéronef :

- au moins une masse d'équilibrage (25) de chacune des pales (7) du rotor (6) ;
- une bielle (27) sur chacune des pales (7) du rotor (6), à l'exception d'une pale qui représente une pale de référence ; et
- au moins un volet compensateur (28) sur le bord de fuite (29) de chacune des pales (7) du rotor (6).

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que, pour un rotor d'avance et de sustentation (6) d'un aéronef à voilure tournante (1), on réalise, à ladite étape I/a), ladite première série de mesures au cours au moins des vols d'essai suivants :

- un vol de référence avec le rotor (6) réglé selon ledit réglage de référence ;
- des vols avec des défauts du rotor (6) ;
- un vol avec un dérèglement particulier d'au moins une masse d'équilibrage (25) d'une pale (7) ;
- un vol avec un dérèglement particulier d'au moins une bielle (27) d'une pale (7) ; et
- un vol avec un dérèglement particulier d'au moins un volet compensateur (28) qui est prévu sur le bord de fuite (29) d'une pale (7).

10 6. Procédé selon la revendication 5, caractérisé en ce qu'au moins l'un desdits vols d'essai réalisés à l'étape I/a) et desdits vols de mesure réalisés à l'étape II/a) comporte les configurations suivantes, au cours desquelles on réalise des mesures :

- une configuration de vol stationnaire ;
- 15 – une configuration de vol à environ 50 m/s ;
- une configuration de vol à la puissance maximale continue ; et
- un essai au sol avec le rotor (6) qui tourne.

20 7. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que, pour un rotor d'avance et de sustentation (6) d'un aéronef à voilure tournante (1), ladite partie de l'aéronef au niveau de laquelle on mesure les valeurs desdites accélérations est la cabine (3) de l'aéronef (1).

25 8. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que, pour un rotor de queue anticouple (10) d'un aéronef à voilure tournante (1), ladite partie de l'aéronef au niveau de laquelle on mesure les valeurs desdites accélérations est la poutre de queue (8) de l'aéronef (1).

9. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que, pour un rotor de queue anticouple (10) d'un aéronef à voilure tournante (1), on réalise au moins l'une desdites première et deuxième séries de mesures, avec l'aéronef (1) au sol et le rotor de queue (10) en fonctionnement.

10. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisé en ce qu'à l'étape I/b), on tient compte des hypothèses supplémentaires suivantes pour déterminer ledit réseau de neurones :

- le rotor (6, 10) est non isotrope ;
- les relations entre, d'une part, les défauts et les paramètres de réglage et, d'autre part, les valeurs des accélérations, sont non linéaires ; et
- le niveau vibratoire existant en un point particulier de l'aéronef (1) correspond à la somme des vibrations élémentaires engendrées audit point particulier et provoquées par les défauts et le dérèglement desdits paramètres de réglage.

11. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape II/b), on visualise les défauts que l'on a détectés.

12. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape II/b), on enregistre les défauts que l'on a détectés.

13. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisé en ce que l'on détermine à l'étape II/c) la valeur de réglage α d'un paramètre de réglage, en minimisant l'expression suivante :

$$|R(\alpha) + \gamma|^2$$

dans laquelle :

- R est la fonction de transfert correspondante dudit réseau de mesures ;
et
- γ est un vecteur contenant le niveau vibratoire représentatif des mesures réalisées à l'étape II/a).

5 14. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisé en ce qu'à l'étape II/c), on visualise les valeurs de réglage que l'on a déterminées.

10 15. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisé en ce qu'à l'étape II/c), on enregistre les valeurs de réglage que l'on a déterminées.

15 16. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisé en ce que l'on réalise une phase de recalage, pour laquelle :
a) on fait une troisième série de mesures, au cours de laquelle on fait varier uniquement les valeurs de réglage de certains desdits paramètres de réglage ; et
b) on ajuste ledit réseau de neurones à partir de ladite troisième série de mesures, pour les relations correspondantes qui sont relatives aux paramètres de réglage pour lesquels on a fait varier les valeurs de réglage.

20 17. Dispositif pour détecter des défauts et déterminer des valeurs de réglage de paramètres de réglage d'un rotor (6, 10) d'un aéronef à voilure tournante (1),

caractérisé en ce qu'il comporte :

- un calculateur (15) qui est susceptible de déterminer automatiquement lesdits défauts et lesdites valeurs de réglage, à partir d'un réseau de neurones et de valeurs de mesure d'une deuxième série de mesures ;
25 – un moyen d'interface (17) entre ledit dispositif (16) et un opérateur, qui permet à ce dernier d'entrer lesdites valeurs de mesure de ladite deuxième série de mesures dans ledit calculateur (15) ; et

- un moyen d'indication (19) pour indiquer audit opérateur les défauts et les valeurs de réglage déterminées par ledit calculateur (15).

18. Dispositif selon la revendication 17,

5 caractérisé en ce que ledit calculateur (15) est susceptible de déterminer ledit réseau de neurones à partir de valeurs de mesure d'une première série de mesures, et en ce que ledit moyen d'interface (17) permet de plus, audit opérateur, d'entrer dans ledit calculateur (15) lesdites valeurs de mesure de ladite première série de mesures.

19. Dispositif selon l'une des revendications 17 et 18,

10 caractérisé en ce qu'il comporte de plus une mémoire (30) pour enregistrer ledit réseau de neurones.

2/2

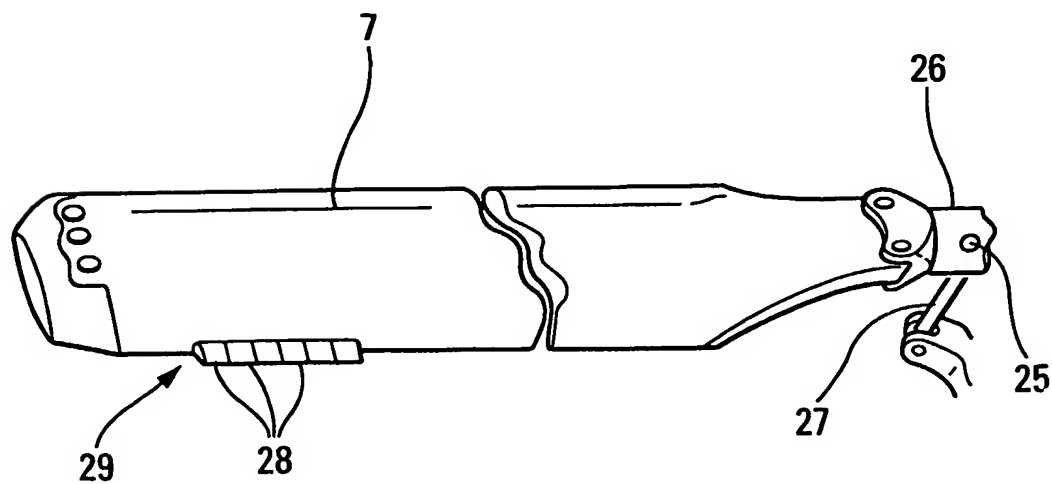
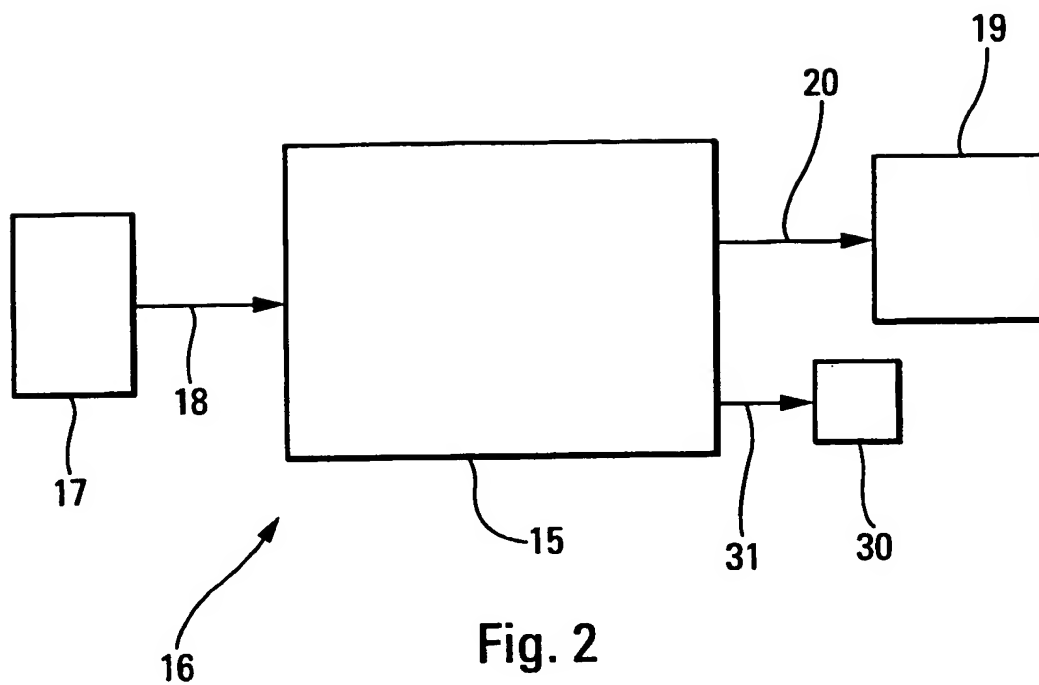


Fig. 3

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No.
PCT/FR 02/01630

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
IPC 7 G01H1/00 G01H11/06 B64C27/02

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC 7 G01M B64C F16F G01H

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

WPI Data, EPO-Internal, PAJ

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	US 5 995 910 A (DISCENZO FREDERICK M) 30 November 1999 (1999-11-30) claims 1-33	1
A	---	2-13
Y	PATENT ABSTRACTS OF JAPAN vol. 1998, no. 07, 31 March 1998 (1998-03-31) & JP 08 221137 A (COOPER TIRE & RUBBER CO), 30 August 1996 (1996-08-30) abstract	1
A	---	1-3
Y	US 5 544 073 A (PIETY RICHARD W ET AL) 6 August 1996 (1996-08-06) claims 1-33	14-16

	EP 0 577 159 A (BOEING CO) 5 January 1994 (1994-01-05) claims 1-11	

	-/--	

☒ Further documents are listed in the continuation of box C.

☒ Patent family members are listed in annex.

* Special categories of cited documents:

- *A* document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- *E* earlier document but published on or after the international filing date
- *L* document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- *O* document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- *P* document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

- *T* later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
- *X* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
- *Y* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.
- *Z* document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

25 November 2002

Date of mailing of the international search report

02/12/2002

Name and mailing address of the ISA

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Dietrich, A

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

 International Application No
 PCT/FR 02/01630

C.(Continuation) DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	PATENT ABSTRACTS OF JAPAN vol. 1998, no. 07, 31 March 1998 (1998-03-31) & JP 08 159928 A (POSUKON:KK), 21 June 1996 (1996-06-21) abstract ----	14-16
A	US 4 937 758 A (HAYDEN RICHARD E ET AL) 26 June 1990 (1990-06-26) column 3 -column 11 ----	14-16
A	US 6 098 022 A (SONNICHSEN H ERIC ET AL) 1 August 2000 (2000-08-01) column 4 -column 6 ----	14-16
A	US 5 901 272 A (HAAS DAVID J ET AL) 4 May 1999 (1999-05-04) claims 1-20 ----	1
A	US 6 199 018 B1 (GRUDKOWSKI THOMAS W ET AL) 6 March 2001 (2001-03-06) claims 1-18 ----	1-16
A	US 6 301 572 B1 (HARRISON GREGORY A) 9 October 2001 (2001-10-09) column 5 -column 12 ----	1-19
A	DE 198 08 197 A (MOTOREN TURBINEN UNION) 9 September 1999 (1999-09-09) claims 1-17 ----	1-19
A	PATENT ABSTRACTS OF JAPAN vol. 1995, no. 10, 30 November 1995 (1995-11-30) & JP 07 190849 A (TOSHIBA CORP), 28 July 1995 (1995-07-28) abstract -----	1,2

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International Application No

PCT/FR 02/01630

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 5995910	A	30-11-1999	NONE	
JP 08221137	A	30-08-1996	US 6137886 A CA 2154056 A1 EP 0693748 A2	24-10-2000 19-01-1996 24-01-1996
US 5544073	A	06-08-1996	NONE	
EP 0577159	A	05-01-1994	EP 0577159 A1	05-01-1994
JP 08159928	A	21-06-1996	KR 145146 B1	17-08-1998
US 4937758	A	26-06-1990	AT 115081 T AU 630336 B2 AU 2526488 A DE 3852396 D1 DE 3852396 T2 EP 0377666 A1 JP 2504619 T JP 2652441 B2 WO 8901896 A1	15-12-1994 29-10-1992 31-03-1989 19-01-1995 13-07-1995 18-07-1990 27-12-1990 10-09-1997 09-03-1989
US 6098022	A	01-08-2000	WO 9920992 A2 US 6456945 B1	29-04-1999 24-09-2002
US 5901272	A	04-05-1999	NONE	
US 6199018	B1	06-03-2001	NONE	
US 6301572	B1	09-10-2001	NONE	
DE 19808197	A	09-09-1999	DE 19808197 A1 WO 9944106 A1 EP 0988583 A1	09-09-1999 02-09-1999 29-03-2000
JP 07190849	A	28-07-1995	NONE	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale No

PCT/FR 02/01630

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
CIB 7 G01H1/00 G01H11/06 B64C27/02

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)

CIB 7 G01M B64C F16F G01H

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si réalisable, termes de recherche utilisés)

WPI Data, EPO-Internal, PAJ

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie *	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	US 5 995 910 A (DISCENZO FREDERICK M) 30 novembre 1999 (1999-11-30)	1
A	revendications 1-33	2-13
Y	PATENT ABSTRACTS OF JAPAN vol. 1998, no. 07, 31 mars 1998 (1998-03-31) & JP 08 221137 A (COOPER TIRE & RUBBER CO), 30 août 1996 (1996-08-30) abrégé	1
A	US 5 544 073 A (PIETY RICHARD W ET AL) 6 août 1996 (1996-08-06) revendications 1-33	1-3
Y	EP 0 577 159 A (BOEING CO) 5 janvier 1994 (1994-01-05) revendications 1-11	14-16
	-/-	

☒ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

- *A* document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent
- *E* document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date
- *L* document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)
- *O* document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens
- *P* document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

T document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

X document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

Y document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

& document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée

25 novembre 2002

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

02/12/2002

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale

Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040. Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Dietrich, A

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale No

PCT/FR 02/01630

C.(suite) DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	PATENT ABSTRACTS OF JAPAN vol. 1998, no. 07, 31 mars 1998 (1998-03-31) & JP 08 15928 A (POSUKON:KK), 21 juin 1996 (1996-06-21) abrégé ----	14-16
A	US 4 937 758 A (HAYDEN RICHARD E ET AL) 26 juin 1990 (1990-06-26) colonne 3 -colonne 11 ----	14-16
A	US 6 098 022 A (SONNICHSEN H ERIC ET AL) 1 août 2000 (2000-08-01) colonne 4 -colonne 6 ----	14-16
A	US 5 901 272 A (HAAS DAVID J ET AL) 4 mai 1999 (1999-05-04) revendications 1-20 ----	1
A	US 6 199 018 B1 (GRUDKOWSKI THOMAS W ET AL) 6 mars 2001 (2001-03-06) revendications 1-18 ----	1-16
A	US 6 301 572 B1 (HARRISON GREGORY A) 9 octobre 2001 (2001-10-09) colonne 5 -colonne 12 ----	1-19
A	DE 198 08 197 A (MOTOREN TURBINEN UNION) 9 septembre 1999 (1999-09-09) revendications 1-17 ----	1-19
A	PATENT ABSTRACTS OF JAPAN vol. 1995, no. 10, 30 novembre 1995 (1995-11-30) & JP 07 190849 A (TOSHIBA CORP), 28 juillet 1995 (1995-07-28) abrégé -----	1,2

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale No

PCT/FR 02/01630

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 5995910	A	30-11-1999	AUCUN	
JP 08221137	A	30-08-1996	US 6137886 A CA 2154056 A1 EP 0693748 A2	24-10-2000 19-01-1996 24-01-1996
US 5544073	A	06-08-1996	AUCUN	
EP 0577159	A	05-01-1994	EP 0577159 A1	05-01-1994
JP 08159928	A	21-06-1996	KR 145146 B1	17-08-1998
US 4937758	A	26-06-1990	AT 115081 T AU 630336 B2 AU 2526488 A DE 3852396 D1 DE 3852396 T2 EP 0377666 A1 JP 2504619 T JP 2652441 B2 WO 8901896 A1	15-12-1994 29-10-1992 31-03-1989 19-01-1995 13-07-1995 18-07-1990 27-12-1990 10-09-1997 09-03-1989
US 6098022	A	01-08-2000	WO 9920992 A2 US 6456945 B1	29-04-1999 24-09-2002
US 5901272	A	04-05-1999	AUCUN	
US 6199018	B1	06-03-2001	AUCUN	
US 6301572	B1	09-10-2001	AUCUN	
DE 19808197	A	09-09-1999	DE 19808197 A1 WO 9944106 A1 EP 0988583 A1	09-09-1999 02-09-1999 29-03-2000
JP 07190849	A	28-07-1995	AUCUN	